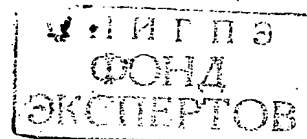




(19) RU (11) 2015942 (13) C1
(51) 5 В 64 С 21/08

Комитет Российской Федерации
по патентам и товарным знакам



(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ к патенту Российской Федерации

(21) 5004220/23

(22) 14.10.91

(46) 15.07.94 Бюл. № 13

(75) Шукин Л.Н.; Шибанов А.П.; Шукин И.Л.; Карелин В.Г.; Савицкий А.И.; Масс А.М.; Пушкин Р.М.; Фищенко С.В.

(73) Научно-производственное предприятие "Триумф"

(56) 1. Патент США N 4671474, кл. В 64С 21/06, 1987.

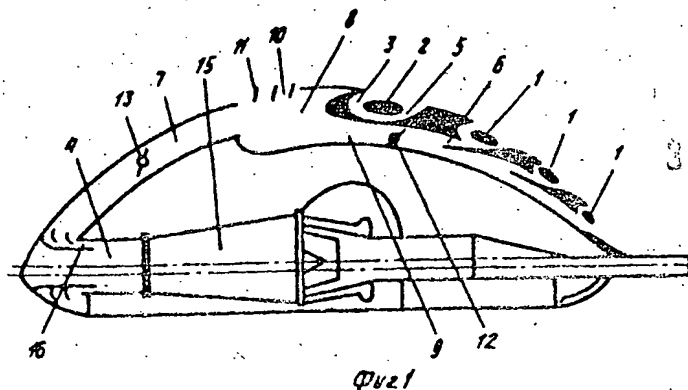
2. Заявка Великобритании N 2178131, кл. В 64С 21/02, 1987.

3. Патент США N 4434957, кл. В 64С 3/13, 1984.

4. Патент ФРГ N 1273338, кл. 62b 60, 1969.

(54) УСТРОЙСТВО УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(57) Изобретение относится к авиации, а именно к устройствам управления пограничным слоем для изменения аэродинамических характеристик ЛА. Положительный эффект изобретения заключается в создании устройства, обеспечивающего при малых энергетических затратах безотрывное обтекание аэродинамической поверхности ЛА. Для этого в устройстве управления пограничным слоем в вихревой камере 1, выполненной в форме полости в кормовой части поверхности, сообщенной с источником низкого давления 4, размещено обтекаемое тело 2. Между стенками камеры и телом 2 образован кольцевой канал 3. На кормовой части поверхности может быть размещено несколько вихревых камер, при этом камеры снабжены отводными каналами 6 с выходами в общий для всех камер газодинамический тракт 7, соединенный с источником низкого давления 4. Отводные каналы 6



RU 2015942 C1

со стенками газодинамического тракта функционируют как эжекторы. Газодинамический тракт может быть выполнен в виде канала с ресивером 8, при этом входная в ресивер часть канала со стороны эжекторов выполнена в форме диффузора 9. Ресивер может быть сообщен с областью низкого давления в обтекающем потоке

каналами 10 с управляющими заслонками 11. В каналах 7 и эжекторах могут быть размещены поворотные заслонки 12 и 13. Источник низкого давления 4 может быть выполнен в виде эжектора 16, образованного на входе в диффузор турбореактивного двигателя 15. 5 зл. ф-лы 4 ил.

Изобретение относится к авиации, а именно к устройствам управления пограничным слоем для изменения аэродинамических характеристик летательного аппарата (ЛА).

При обтекании потоком воздуха толстых аэродинамических профилей в кормовой части реализуется течение с положительным градиентом давления, который препятствует движению газа в области пограничного слоя, где скорости относительно малы. Результатом такого воздействия могут быть отрыв пограничного слоя от поверхности в кормовой части и, как следствие, значительное увеличение аэродинамического сопротивления профиля при снижении подъемной силы, что вместе приводит к снижению аэродинамического качества обтекаемой поверхности.

Для улучшения аэродинамических характеристик профилей, при обтекании которых положительный градиент давления в потоке вызывает в кормовой части профиля отрыв пограничного слоя от поверхности, прибегают к отсосу пограничного слоя с поверхности, что приводит к увеличению скорости в пристеночной области и позволяет потоку преодолевать без отрыва реализуемые в кормовой части положительные градиенты давления. Для отсоса пограничного слоя с поверхности перфорирует достаточно разнообразная форма отверстий и щелей, используемых для перфорации. Перфорированная поверхность сообщена с камерой разрежения, размещенной во внутренней поверхности обтекаемого профиля. Такое конструктивное решение позволяет осуществить необходимый отбор массы из пристеночной области пограничного слоя (отсос) улучшить условия обтекания профиля.

Известно работающее по описанному выше принципу устройство управления пограничным слоем, выполненное в виде ряда расположенных с внутренней стороны профиля вихревых камер с отверстиями, размещенными поперек внешнего потока (1).

Вихревое движение внутри камер поддерживается за счет гидродинамического взаимодействия вихревого движения в камере с внешним течением в зоне отверстия. При этом скорость внешнего потока в пристеночной области возрастает, что приводит к безотрывному обтеканию профиля.

Однако известное устройство имеет недостатки, основными из которых являются: сложность конструкции, высокий уровень сопротивления профиля и большие энергозатраты на отсос вихревого потока.

Сложность конструкции состоит в большом количестве вихревых камер и камер отбора массы.

Высокий уровень сопротивления возникает из-за значительного профильного сопротивления, обусловленного плохой обтекаемостью квадратной формы камеры, и из-за увеличения сопротивления трения на поверхности вихревых камер.

Большие энергозатраты на отсос потока объясняются большим сопротивлением магистралей, соединяющих вихревые камеры с источником низкого давления. Дросселирующий эффект магистралей особенно велик для звукового течения, реализующегося в известном устройстве. Кроме того, при малых скоростях внешнего потока и небольших значениях положительного градиента давления энергосистема устройства работает в неэкономическом режиме, так как она, настроенная на максимальные значения скоростей потока и градиентов давления, осуществляет отсос больше необходимого, что приводит к излишним энергозатратам.

Известно устройство управления пограничным слоем, в котором вихревые камеры цилиндрической формы, что позволяет уменьшить их профильное сопротивление (2). Однако из-за малой величины щели, соединяющей пристеночную область потока с вихревой камерой, область взаимодействия течения в камере и внешнего потока является недостаточно протяженной, чтобы в случае больших положительных градиентов давления обеспечить необходимое увеличение скорости потока в пристеночной области для предотвращения отрыва пограничного слоя.

Известно устройство управления пограничным слоем, в котором множество вихревых камер с отверстиями, соединяющими их полость с пристеночным течением, образуют аэродинамический профиль в виде волнистой поверхности с установленным в ее лобовой поверхности вихреобразователем (3).

В этом устройстве устранен недостаток, связанный с малой протяженностью области взаимодействия внешнего и внутреннего вихревого потока, однако оно не может использоваться для широкого диапазона режимов течений, так как частота схода вихрей с вихреобразователем должна совпадать с частотой прохождения внешним потоком волнообразных структур поверхности, что может быть реализовано конструкцией только для одного режима обтекания.

Известно устройство управления пограничным слоем, примененное в конструкции ЛА, выполненного в виде толстого аэроди-

намиического профиля с размещенными в его кормовой части ряда щелевых канавок, расположенных перпендикулярно потоку и соединенных с источником низкого давления (4). Недостатками этого устройства являются большие энергетические затраты, обусловленные большим перепадом давления, который преодолевается пристеночным потоком, так как отсос воздуха производится в местах обтекаемой поверхности, где давление минимальное, а вдув — в местах, где давление максимальное. Большие энергозатраты не позволяют получить высокое аэродинамическое качество ЛА.

Задача изобретения состоит в создании устройства управления пограничным слоем, обеспечивающего при малых энергозатратах безотрывное обтекание аэродинамической поверхности ЛА. Это достигается тем, что в устройстве управления пограничным слоем, содержащим вихревую камеру, выполненную в форме полости, в кормовой части поверхности и сообщенной с источником низкого давления в полости вихревой камеры размещено удобообтекаемое тело с образованием между стенками камеры и поверхностью тела кольцевого вихревого канала.

Устройство может содержать несколько вихревых камер, размещенных друг за другом, при этом вихревые камеры должны быть снабжены эжекторами в форме каналов, соединяющих их полости с проточной частью общего для всех камер газодинамического тракта, сообщенного с источником низкого давления.

Газодинамический тракт может быть выполнен в виде канала с ресивером, при этом входная часть канала в ресивер со стороны эжекторов выполнена в виде диффузора.

Желательно соединить полость ресивера с областью низкого давления над обтекаемой поверхностью каналами с управляемыми на выходе каналов заслонками. В каналах газодинамического тракта целесообразно разместить управляющие заслонки.

Источник низкого давления может быть выполнен в виде эжектора, расположенного во входном диффузоре турбореактивного двигателя.

Наличие обтекаемого тела в полости вихревой камеры позволяет за счет естественного градиента давления получить циркуляционный режим течения, обеспечивающий безотрывное обтекание поверхности при малых уровнях отсоса и тем самым снизить энергозатраты в несколько раз по сравнению с прототипом.

Применение системы из нескольких вихревых камер, снабженных эжекторами, объединенными общим газодинамическим трактом, позволяет еще более снизить энергозатраты.

Система эжекторов с единым газодинамическим трактом позволяет использовать для эжекции высоконапорный воздух, отбираемый в больших количествах из кормовых ячеек, что также снижает энергозатраты на отсос.

Наличие диффузора позволяет восстановить давление в ресивере, что ведет к снижению потребного уровня пониженного давления, обеспечиваемого источником отсоса, и тем самым дополнительно уменьшает энергозатраты.

Соединение ресивера с областью низкого давления в потоке, обтекающем поверхность, позволяет сбросить часть отсасываемого воздуха в эту область, обеспечив еще большее снижение энергозатрат на работу источника отсоса.

Использование в системе управляющих заслонок позволяет оптимизировать уровни отсоса на различных режимах обтекания. Кроме того, наличие заслонок при торможении летательного аппарата обеспечивает частичный или полный отрыв потока (в зависимости от интенсивности торможения) при незначительном снижении подъемной силы.

Использование в качестве источника низкого давления эжектора на входе турбореактивного двигателя позволяет получить эффективный источник отсоса.

Изобретение поясняется чертежами, где на фиг. 1 изображено сечение ЛА в виде толстого аэродинамического профиля с устройством управления пограничным слоем с четырьмя вихревыми камерами, расположенными на кормовой части поверхности; на фиг. 2 — сечение одной из вихревых камер с эжектирующим каналом; на фиг. 3 — сечение вихревой камеры (первой по потоку) с диффузорной частью газодинамического тракта, ресивером и управляющей заслонкой; на фиг. 4 — распределение давления на поверхности толстого аэродинамического профиля при отрывном и безотрывном обтекании.

Устройство управления пограничным слоем состоит из нескольких вихревых камер 1, размещенных друг за другом в кормовой части ЛА. В полости камер размещено удобообтекаемое тело 2 с образованием со стенками камеры кольцевого канала 3. Камеры сообщены с источником низкого давления 4. Первая камера 5 может не иметь устройства для отсоса. Каждая из камер снабжена эжектором в виде канала 6, соеди-

нящего полости камеры с проточной частью общего для всех каналов газодинамического тракта, соединенного с источником низкого давления 4. Последняя камера не имеет эжектора, а ее канал отсоса является началом газодинамического тракта, который выполнен в виде канала 7 с ресивером 8. При этом вход газодинамического тракта в ресивер выполнен в форме диффузора 9. Полость ресивера 8 сообщена с областью низкого давления в обтекающем потоке каналами 10 с управляющими заслонками 11. В канале 7 газодинамического тракта и каналах эжекторов также могут быть установлены управляющие заслонки 12, 13 и 14. Источником низкого давления может служить турбореактивный двигатель 15 с эжектором 16, установленным во входе диффузора. Возможен вариант выполнения устройства (фиг. 3), в котором первая по потоку вихревая камера 5 не имеет эжектора.

Принцип работы устройства управления пограничным слоем заключается в следующем.

При включении источника отсоса воздуха 15 низкий уровень давления распространяется от эжектора 16 на ресивер 8, диффузор 9 и канал 7. В канале 7 на выходе эжекторов 6 настройкой эжекторов и заслонок 14 устанавливается уровень давления, обеспечивающий отсос из вихревых камер, необходимый для безотрывного обтекания поверхности. Уровень давления в канале 7 повышается в направлении кормовых вихревых камер примерно по тому же закону, по которому возрастает давление во внешнем потоке в направлении к кормовой части обтекаемой поверхности.

Диффузор 9, соединяющий канал 7 с ресивером 8, уменьшает скорость отсасываемого воздуха, повышает давление в ресивере 8 и тем самым улучшает условия работы эжектора 16 на входе в диффузор турбореактивного двигателя, снижая потери последнего за счет снижения уровня его дросселирования.

В момент запуска устройства отсос из вихревых камер осуществляется по двум каналам 17 и 18 (направление движения потока в камере обозначено толстыми линиями на фиг. 2).

После присоединения потока в кормовой части обтекаемого тела на его поверхности реализуется давление с положительным градиентом в направлении кормы. Характер изменения давления иллюстрируется на фиг. 4 сплошной линией. Положительный градиент давления способствует созданию циркуляционного движе-

ния в вихревых камерах вокруг обтекаемого тела 2. На режиме запуска после присоединения потока целесообразно уменьшить уровни отсоса, что осуществляется путем перекрытия канала 6 эжектора заслонкой 14 или канала 7 заслонкой 12. При этом интенсивность отсоса по каналам 17 и 18 снижается. Поскольку на входе в канал 17 давление меньше, чем на входе в канал 18, то при снижении интенсивности отсоса при определенной его величине полностью прекращается отсос воздуха по каналу 17 и продолжается по каналу 18. Дальнейшее снижение уровня отсоса приводит к возникновению циркуляции вокруг тела 2, поддерживаемой перепадом давления в канале 3, обусловленным разностью давления в точках "А" и "В" (фиг. 2), т.е. разностью давления в каналах 17 и 18. В полости камеры в кольцевом канале 3 вокруг тела 2 образуется вихрь (тонкие линии на фиг. 2). При этом передний участок канала 17 действует как канал вдува, а начальный участок канала 18 — как канал отсоса.

На фиг. 4 показано, как меняется профиль скорости в пристеночной области течения в нескольких сечениях потока (его наполнение) обусловлен возникновением циркуляционного вихревого движения вокруг тела 2, что и свидетельствует о создании условий безотрывного обтекания поверхности.

В первых вихревых камерах циркуляционный режим течения может сохраниться даже при полном прекращении отсоса из камер (полном перекрытии канала эжектора заслонкой 14). В этом случае прижатие внешнего потока к поверхности обеспечивается отсосом из последующих, расположенных вниз по потоку, камер. Вызванный присоединенным потоком положительный градиент давления обуславливает условия, необходимые для поддержания циркуляционного режима течения в первых вихревых камерах при полном отсутствии отсоса из них. Описанный выше механизм обтекания поверхности объясняет целесообразность выполнения первой по потоку вихревой камеры без отсоса из ее полости (фиг. 3). По каналу 19, соединяющему камеру 5 с ресивером 8, газ может вдуваться в полость камеры 5 в тангенциальном направлении по отношению к внешнему потоку, что интенсифицирует вихревое движение в первой вихревой камере. Отсутствие отсоса из первой камеры 5 приводит к понижению давления в канале 7, уменьшает уровни разрежения, необходимого для безотрывного обтекания и тем самым обуславливает более экономичный режим работы устрой-

ства управления пограничным слоем. Циркуляционное течение в первой камере устанавливается автоматически даже на режиме запуска устройства.

Перенос поворотных заслонок из каналов 6 в канал 7 газодинамического тракта, общего для всех эжекторов, упрощает устройство, однако при этом необходима настройка эжекторов всех вихревых камер на оптимальный режим отсоса.

Для обеспечения нормального режима работы турбореактивного двигателя 15 на пусковых режимах служат управляющие заслонки 11 в каналах 10 ресивера 8. При открытии заслонок уменьшается разрежение на входе в диффузор турбореактивного двигателя, чем предотвращается возможный помпаж компрессора двигательной установки. Управляющие заслонки 11 на номинальных режимах работы системы отсоса позволяют сбросить в область пониженного давления во внешнем потоке, обтекающей поверхность, из ресивера 8 через каналы 10 часть отсасываемого воздуха, что снижает энергозатраты на отсос. Для управления пограничным слоем при посадке ЛА необходимо осуществить частичный отрыв потока в кормовой части поверхности. Для этого снижается уровень отсоса путем поворота заслонок 14, либо заслонок 12 в канале 7. Открытие перепускных клапанов 11 также способствует образованию локального отрыва в кормовой части поверхности.

Исходя из физической природы механизма, реализующегося при работе устройства управления пограничным слоем, можно определить диапазон изменения параметров, характеризующих геометрические размеры вихревой камеры.

Максимальный размер L_1 вихревой камеры и минимальный размер h_5 канала эжектора (фиг. 2) определяются соотношениями

$$L_1 \approx \frac{1}{2} \rho v U_B^2 / \frac{d p}{d x}; \quad h_5 = \frac{U_w / U_c}{U_b / U_c}$$

где $d p / d x$ — градиент давления над вихревой камерой во внешнем потоке;

Формула изобретения

1. УСТРОЙСТВО УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, содержащее вихревую камеру, выполненную в форме полости в кормовой части поверхности и сообщенной с источником низкого давления, отличающееся

тем, что оно снабжено обтекаемым телом, установленным в полости вихревой камеры с образованием между стенками камеры и поверхностью тела кольцевого вихревого канала.

У_w — скорость на выходе из вихревой камеры во внешний поток.

Как следует из теории отрывных течений, оптимальные условия работы устройства определяются соотношением:

$$0,5 \geq \frac{U_b}{U_c} \geq 0,05;$$

U_w/U_c — определяется из решений пограничного слоя;

U_c — скорость внешнего потока над вихревой камерой.

Выбор значения U_b/U_c определяется следующими закономерностями: рост отношения U_b/U_c приводит к возрастанию вихревой камеры, уменьшение U_b/U_c вызывает необходимость увеличения количества вихревых камер. Анализ на основе известных закономерностей позволяет получить ряд соотношений для основных габаритных размеров вихревой камеры

$$0,3 \geq \frac{h_1}{L_1} \geq 0;$$

$$0,3 \geq \frac{h_2}{L_2} \geq 0,001$$

$$h_3 \approx h_2 + (0-2)h_4,$$

где h₂, h₃ — минимальные размеры каналов 17, 18.

Высокий уровень эффективности патентуемого устройства обусловлен реализуемым при его работе низким уровнем отсоса, обеспечивающим безотрывное обтекание поверхности при положительном градиенте давления.

Значительное уменьшение интенсивности отсоса воздуха из вихревых камер по сравнению с прототипом достигнуто за счет конструктивных особенностей устройства, позволяющих создать вихревое движение на поверхности, повышающее скорость в пристеночной области и тем самым препятствующее отрыву потока.

тем, что оно снабжено обтекаемым телом, установленным в полости вихревой камеры с образованием между стенками камеры и поверхностью тела кольцевого вихревого канала.

2. Устройство по п.1, отличающееся тем, что оно снабжено не менее чем двумя вихревыми камерами, выполненными с

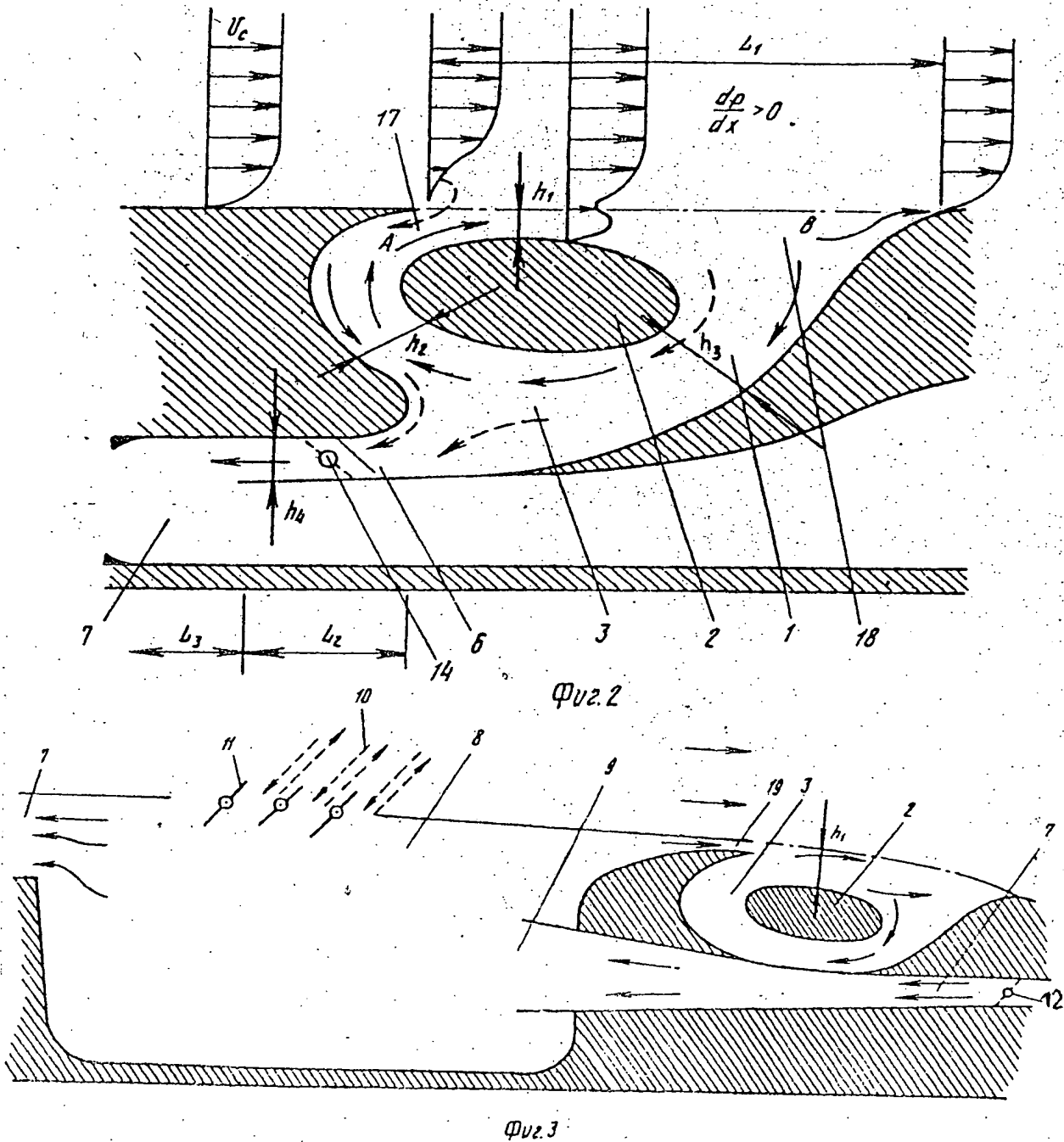
эжекторами в форме каналов, размещенными друг за другом, и газодинамическим трактом, соединенным с источником низкого давления, при этом вихревые камеры соединены с газодинамическим трактом через каналы.

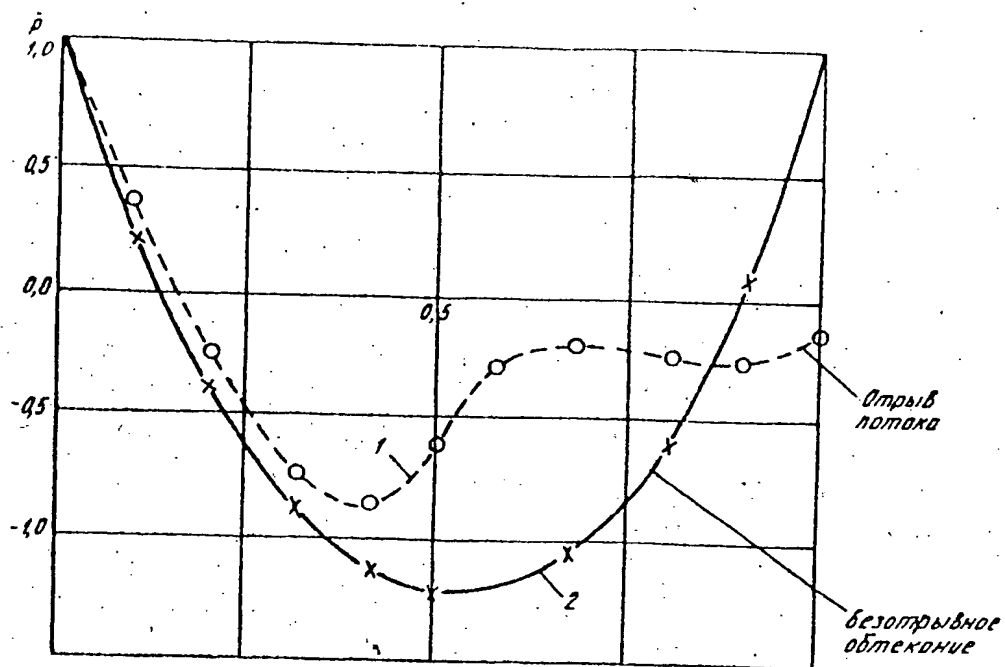
3. Устройство по п.2, отличающееся тем, что газодинамический тракт выполнен в виде канала с ресивером, при этом входная часть канала в ресивер со стороны эжекторов выполнена в виде диффузора.

4. Устройство по п.3, отличающееся тем, что ресивер сообщен с областью низкого давления над аэродинамической поверхностью каналами с размещенными на выходах управляющими заслонками.

5. Устройство по пп.2 и 3, отличающееся тем, что в каналах газодинамического тракта размещены управляющие заслонки.

6. Устройство по пп.1 и 2, отличающееся тем, что источник низкого давления выполнен в виде эжектора, расположенного во входном диффузоре турбореактивного двигателя.





Фиг. 4

Редактор Г.Берсенева

Составитель Л.Щукин
Техред М.Моргентал

Корректор М.Ткач

Заказ 461

Тираж
НПО "Поиск" Роспатента
113035, Москва, Ж-35, Раушская наб., 4/5

Подписное

Производственно-издательский комбинат "Патент", г. Ужгород, ул.Гагарина, 101

RU Patent № 2,015,942**(54) APPARATUS FOR CONTROLLING BOUNDARY LAYER AT AERODYNAMIC SURFACE OF AIRCRAFT**

(57) The invention relates to aviation, namely, to apparatuses for controlling a boundary layer to change aerodynamic characteristics of aircraft. The positive effect of the invention consists in creation of an apparatus that provides a separation-less flow of the aerodynamic surface of aircraft. To this end, a streamlined body is placed in an apparatus for controlling a boundary layer, exactly, in a vortex chamber 1 made as a cavity in an aft part of the surface in communication with a low pressure source 4. There is an annular channel 3 formed between walls of the chamber and the body 2. The aft part of the surface can carry several vortex chambers, said chambers being provided with branch channels 6 having outlets to a gas-dynamic path 7 common for all channels and connected to the low pressure source 4. The branch channels 6 together with walls of the gas-dynamic path operate as ejectors. The gas-dynamic path can be in the form of a channel a receiver. In doing so, a part of said channel being an inlet to the receiver from the ejector side is made as a diffuser 9. The receiver can communicate with a low pressure area in the flowing-around stream by channels 10 having control chokes 11. Pivotal chokes 12 and 13 can be arranged within the channels 7 and ejectors. The low pressure source 4 can be made as an ejector 16 formed at an inlet to the diffuser of a turbojet engine 15. 5 dependent claims, 4 Figures.

Column 7, line 29, to column 8, line 35

The apparatus can comprise several vortex chambers placed one after another, wherein the vortex chambers should be provided with ejectors in the form of channels connecting their cavities to a flow-through part of a gas-dynamic path common for all channels and connected to a low pressure source.

The gas-dynamic path can be in the form of a channel having a receiver, wherein a part of said channel being an inlet to the receiver from the ejector side is made as a diffuser.

It is desirable to connect a receiver cavity to a low pressure area above the streamlined surface by channels having chokes controlled at outlets of channels. It is expedient to place control chokes within channels of the gas-dynamic path.

The low pressure source can be made as an ejector formed at an inlet diffuser of a turbojet engine.

Presence of a streamlined body within a cavity of a vortex chamber allows a circulation flow mode due to natural pressure gradient, said mode providing a separation-less flow of the surface at small suction levels thereby to reduce power inputs several times as compared to the prototype.

Use of a system comprising several vortex chambers provided with ejectors united by a common gas-dynamic path allows further reduction in power inputs for suction.

The system of ejectors with a single gas-dynamic path allows use a high-pressure air for ejection, said air being bled in large amounts from aft cells, and this aspect also reduces power inputs for suction.

Presence of the diffuser allows recovery of a pressure in the receiver that leads to reduction in a required level of a lowered pressure provided by the suction source and thereby further reduces power inputs.

Connection of the receiver to the low pressure area in the stream flowing around the surface allows release of a portion of the sucked air to said area thereby to provide further reduction in power inputs for operation of the suction source.

Use of controlling chokes in the system allows optimization of suction lever at different flowing-around modes. Furthermore, presence of chokes in braking aircraft provides partial or complete separation of stream (depending upon the braking intensity) at slight reduction in a lifting force.

Use of an ejector as a low pressure source at a turbojet engine outlet provides an effective source of suction.